МЕХАНИКА
MECHANICS



УДК 533.692 DOI 10.12737/20212

Изучение влияния некоторых геометрических преобразований задней кромки профилей на их аэродинамические характеристики[*]

К. И. Мещеряков[1], М. А. Сумбатян[2]**
[1, 2] Южный федеральный университет, г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация

Study on effect of some geometric transformations of the trailing edge of airfoils on their aerodynamic parameters[***]

K. I. Mescheryakov[1], M.A. Sumbatyan[2]**
[1, 2] Southern Federal University, Rostov-on-Don, Russian Federation

Цель работы — определить, каким образом геометрические преобразования задней кромки профилей влияют на аэродинамические параметры. Рассмотрены такие преобразования, как утолщение задней кромки и ее закругление. Проведен расчет характеристик профилей Wortmann FX 63-137, NACA 23024 и Clark Y, оценено влияние преобразований задней кромки на их аэродинамические характеристики при числах Рейнольдса от 200000 до 1000000. Показано, что утолщение задней кромки приводит к увеличению коэффициента силы сопротивления до достижения некоторого зависящего от профиля числа Рейнольдса, после чего происходит его уменьшение. При этом наблюдается увеличение коэффициента подъемной силы. Закругление задней кромки приводит к уменьшению как подъемной силы, так и силы сопротивления и может способствовать улучшению аэродинамического качества профиля при некоторых углах атаки. Полученные данные могут быть применены при производстве лопастей с использованием рассмотренных профилей.

The work objective is to evaluate how the geometric transformations of the trailing edge of some airfoils affect the aerodynamic characteristics. Such transformations as the trailing edge thickening and rounding are considered. The performance of Wortmann FX 63-137, NACA 23024 и Clark Y is calculated. The effect of the trailing edge changes on their aerodynamic performance at Reynolds numbers from 200,000 to 1,000,000 is assessed. It is shown that the thickening of the trailing edge increases the drag coefficient up to some Reynolds number dependent on the airfoil, and thereafter it reduces. At that the increase of the lift coefficient is observed. The rounding of the trailing edge reduces both the lift and drag forces, and it can lead to the improvement of the airfoil lift-to-drag ratio for certain angles of attack. The data obtained can be used in the manufacture of blades with the profiles discussed.

Ключевые слова: крыльевой профиль, преобразования задней кромки, аэродинамические характеристики, коэффициент подъемной силы, коэффициент лобового сопротивления.

Keywords: airfoil, trailing edge transformations, aerodynamic parameters, lift coefficient, head drag coefficient.

Введение. В настоящее время для расчета аэродинамических характеристик лопастей используются элементно-импульсная теория и метод несущей линии. Такой подход требует знания безразмерного коэффициента подъемной силы C_Y и безразмерного коэффициента лобового сопротивления C_Q крыльевых профилей, используемых в сечениях лопасти. Данные коэффициенты зависят от угла атаки $\alpha_{\text{атаки}}$ и числа Рейнольдса Re набегающего на лопасть потока.

При производстве лопастей для достижения идеально острой задней кромки ее толщина зачастую уменьшается путем шлифовки, что представляет собой дорогой и трудоемкий процесс. Это предопределяет важность получения данных для оценки целесообразности проведения процесса заострения задней кромки лопасти.

Влияние толщины треугольного крыла и его задней кромки на обтекание исследовалось с помощью метода сквозного счета [1]. Было показано, что тупая задняя кромка может привести к увеличению подъемной силы на 15–20 %, хотя качество крыла при этом значительно ухудшается. В [2] описан натурный эксперимент обтекания конструкции, состоящей из плоской пластины, закругленной секции и концевой пластины при $Re = 2{,}4 \cdot 10^6 \ldots 2{,}6 \cdot 10^6$. Показана следующая закономерность. Относительное утолщение кромки концевой пластины на 0,33 % хорды не оказывает заметного влияния на распределение давления и структуру пограничного слоя, если не происходит отрыва пограничного слоя. В противном случае (т. е. при отрыве) отмечается заметное влияние на характер течения и структуру

[*] Работа выполнена по гранту № 213.01-11/2014-68ПЧ.
[**] E-mail: m.keyran@gmail.com, sumbatma@mail.ru
[***] The research is done on grant no. 213.01-11/2014-68ПЧ.

рециркуляции при углах атаки, соответствующих отрыву. В [3] приведен обзор литературы, в которой рассматриваются различные варианты преобразования геометрии задней кромки для толстых крыльевых профилей. Было замечено, что утолщение задней кромки может повысить подъемную силу. С другой стороны, таким образом увеличивается сила сопротивления. В [4] был проведен численный анализ профилей *NACA* 4421 с укороченной и утолщенной задними кромками для $Re = 3{,}2 \cdot 10^6$. Показано, что оба профиля обладают повышенным максимальным коэффициентом C_Y и повышенным коэффициентом C_Q. Кроме того, указано, что утолщение задней кромки приводит к более заметному повышению C_Y, чем ее укорачивание. В [5] рассматривается лопасть, основанная на аэродинамическом профиле *NACA* $63_2 - 215$ с длиной хорды, равной 0,24 м. Ее обтекает поток воздуха скоростью от 5 до 30 м/с, что соответствует *Re* до $4{,}5 \cdot 10^5$. Исследованы два типа изменения геометрии задней кромки: чистое утолщение и утолщение с добавлением полуцилиндрического элемента. Показано, что относительное утолщение задней кромки $\theta_d = \frac{\theta(b)}{b} > 0{,}05$ приводит к неприемлемому (>15 %) ухудшению аэродинамических характеристик профиля.

Цель данной работы — получение данных о коэффициентах C_Y и C_Q для различных преобразований задней части профиля. Расчет проводился для:

— диапазона чисел $Re \in [2 \cdot 10^5, 10^6]$ с шагом, равным $2 \cdot 10^5$;

— диапазона $\alpha_{атаки} \in [-25^\circ, 25^\circ]$ с шагом, равным 1°.

Был проведен анализ следующих аэродинамических профилей: *Wortmann FX* 63-137, *NACA* 23024 и *Clark Y* (рис. 1).

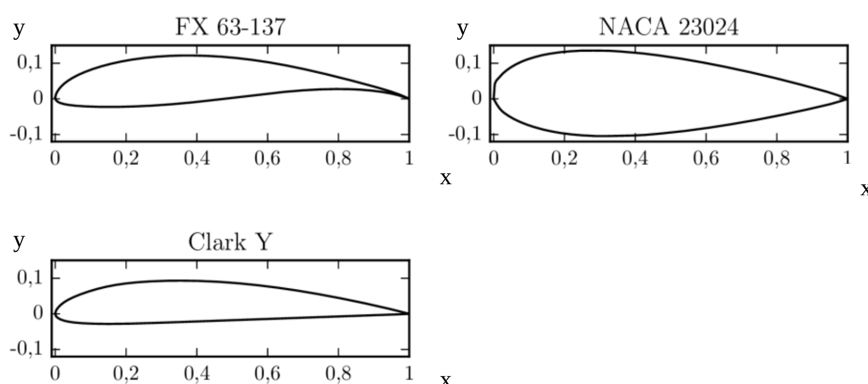


Рис. 1. Рассматриваемые крыльевые профили (координаты *x* и *y* даны в безразмерном виде)

Wortmann FX 63-137 является классическим профилем, предназначенным для работы при низких *Re* ($Re < 10^6$). Он обладает очень тонкой задней кромкой, которая на практике утолщается из конструктивных соображений. Этот профиль широко используется при построении быстроходных ветроэнергетических установок малого диаметра [6, 7].

NACA 23024 представляет семейство толстых профилей. Их структурные преимущества позволяют выдерживать интенсивную нагрузку [8] и часто используются на участке лопасти, близкой к основанию ротора [9, 10]. Толстые профили обладают относительно небольшим коэффициентом C_Y и для его увеличения могут подвергаться обрезанию задней кромки [3, 10].

В 1922 году В. Кларк разработал профиль *Clark Y* [11]. Он характеризуется разумным соотношением подъемной силы к силе сопротивления, а плоская нижняя сторона упрощает производство основанных на нем лопастей. Указанное преимущество предопределило довольно широкое использование *Clark Y* в любительском авиастроении и ветроэнергетике [12], т. к. в данных областях создание лопастей с острой задней кромкой затруднительно.

Экспериментальная часть. Для анализа влияния технологических факторов на аэродинамические характеристики профилей были рассмотрены:

1) исходный профиль (тип-1);

2) профиль с утолщенной задней кромкой (тип-2);

3) профиль с закругленной задней кромкой (тип-3).

Тип-2 получен путем линейного увеличения начиная с некоторой начальной точки локальной толщины $\theta(x)$ (размер профиля в направлении, перпендикулярном его хорде). Локальная толщина представляется в виде

$$\begin{cases} \theta(x), & x < x_a \\ (\theta(x) + \theta_d (1 - \frac{x-1}{x_a - 1}))\sqrt{1 - \left(\frac{x-1}{x_a-1}\right)}, & x \ge x_a \end{cases},$$

где θ_d — требуемое относительное утолщение задней кромки профиля при $x = b$; b — длина хорды профиля; x_a — начальная точка изменения геометрии профиля.

Тип-3 получен путем закругления задней кромки следующим образом:

$$\begin{cases} \theta(x), & x < x_a \\ \left(\theta(x) + \theta_d\left(1 - \frac{x-1}{x_a - 1}\right)\right)\sqrt{1 - \left(\frac{x - x_a}{x_a - 1}\right)^2}, & x \geq x_a \end{cases},$$

В данной работе был проведен расчет для x_a=0,9b, θ_d=0,007b.

Расчет производился в пакете конечных объемов *ANSYS Fluent*. В качестве модели турбулентности использовалась модель Спаларта — Аллмараса [13]. Инициализация расчетной области метода конечных объемов производилась параметрами стандартной атмосферы на уровне моря [14]. Для ускорения процесса производился циклический расчет по $\alpha_{атаки}$, при котором область инициализировалась значениями, полученными на предыдущем шаге, что значительно уменьшало время, требуемое для достижения сходимости решения (рис. 2).

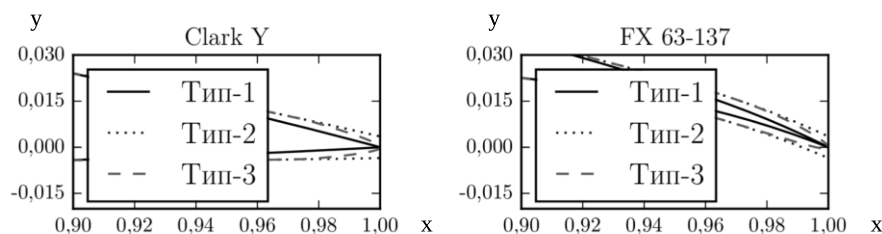


Рис. 2. Геометрические преобразования задней кромки (координаты *x* и *y* даны в безразмерном виде)

Обсуждение и результаты.

Wortmann FX 63-137

Утолщение задней кромки профиля Wortmann FX 63-137 не приводит к значительным изменениям аэродинамических параметров. Можно отметить небольшое увеличение коэффициента сопротивления C_Q при $Re < 8 \cdot 10^5$ (порядка 3–4 % при положительных $\alpha_{атаки}$) и его уменьшение при $Re \geq 8 \cdot 10^5$ (порядка 2–3 % при положительных $\alpha_{атаки}$). При этом увеличивается коэффициент подъемной силы C_Y (до 2 %) (рис. 3).

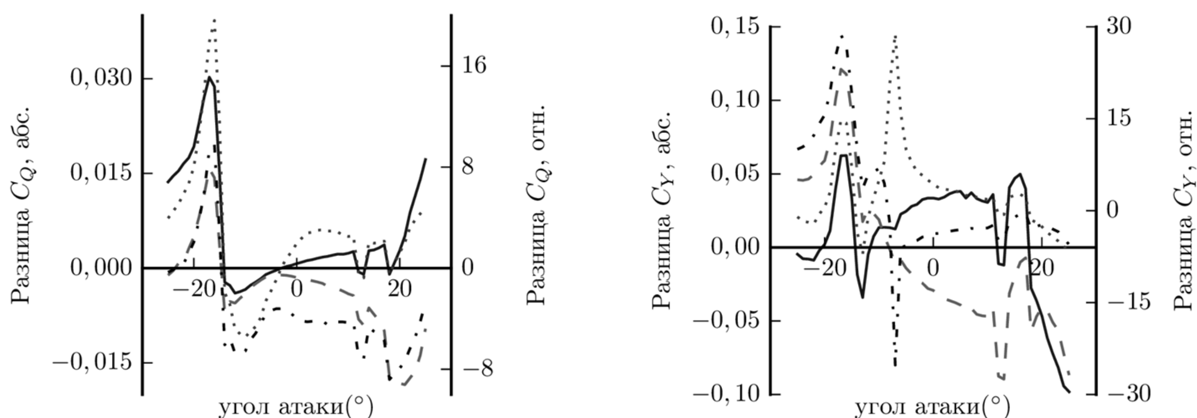


Рис. 3. Разница зависимости от угла атаки коэффициента лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы. Профиль *Wortmann FX* 63-137 при *Re* = 600000 с преобразованием задней кромки и не измененный: сплошная линия — абсолютная разница для типа-2; пунктир — абсолютная разница для типа-3; точка — относительная разница для типа-2 (%); штрих-точка — относительная разница для типа-3 (%)

Закругление задней кромки приводит к уменьшению как C_Y, так и C_Q. При этом с ростом числа *Re* уменьшение C_Q становится более значительным — от ∼2 % (если $Re = 2 \cdot 10^5$) до ∼10 % (если $Re = 10^6$) при положительных углах атаки. Уменьшение C_Y достигает 5 %, если $Re = 10^6$. При углах атаки, близких к критическому, аэродинамическое качество C_Y/C_Q увеличивается до ∼10 %, если $Re \geq 6 \cdot 10^5$, что делает такое изменение геометрии обоснованным.

NACA 23024

Применение к толстому профилю *NACA* 23024 операции утолщения задней кромки приводит к существенному (до 7 %) увеличению C_Y при положительных углах атаки и столь же значительному снижению при отрицательных (значения *Re* — в рассматриваемом диапазоне). Если $Re \geq 6 \cdot 10^5$, коэффициент C_Q незначительно (порядка 1 %) уменьшается при углах атаки вплоть до критического. Если *Re* меньше, C_Q увеличивается на 2–3 %. Аэродинамическое качество увеличивается на 7–10 % при $Re \geq 6 \cdot 10^5$ для положительных углов атаки. Стоит отметить значительное уменьшение критического угла атаки при $Re \geq 6 \cdot 10^5$ (рис. 4).

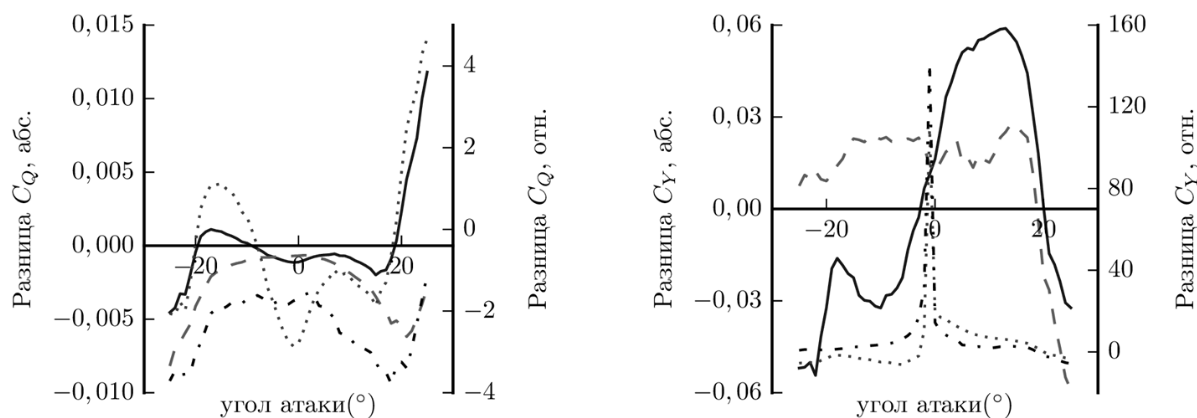


Рис. 4. Разница зависимости от угла атаки коэффициента лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы. Профиль *NACA* 23024 при *Re* = 600000 с преобразованием задней кромки и не измененный: сплошная линия — абсолютная разница для типа-2; пунктир — абсолютная разница для типа-3; точка — относительная разница для типа-2 (%); штрих-точка — относительная разница для типа-3 (%)

Применение операции закругления к задней кромке профиля слабо влияет на коэффициент C_Y, но приводит к уменьшению (1,5–2,5 %) C_Q на углах атаки, близких к критическому. В целом, аэродинамическое качество улучшается (1,5–2,5 %) на углах атаки, близких к критическим, незначительно изменяясь в остальных случаях.

Clark Y

Расчет, проведенный для профиля *Clark Y*, показал следующее. При всех рассмотренных числах *Re* с утолщением задней кромки коэффициент подъемной силы C_Y значительно (до 5 %) возрастает, и чем больше число *Re*, тем более значимо увеличение C_Y. Коэффициент C_Q повышается до 7 % при положительных углах атаки. Это ведет к ухудшению отношения C_Y/C_Q на ~ 3 %. Кроме того, уменьшается критический угол атаки. В целом, полученные результаты показывают, что применение утолщения задней кромки для профиля *Clark Y* является нежелательным в случаях, в которых заметное влияние оказывает сила сопротивления (рис. 5).

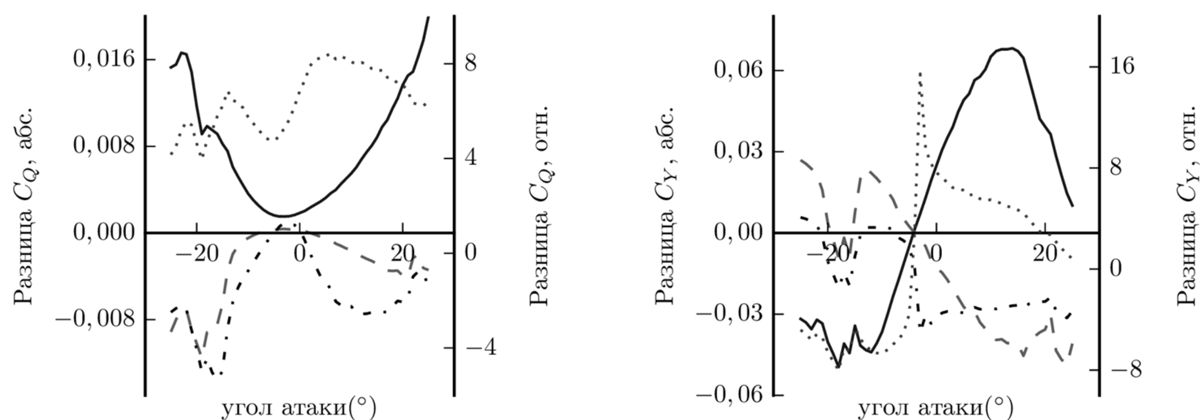


Рис. 5. Разница зависимости от угла атаки коэффициента лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы. Профиль *Clark Y* при *Re* = 600000 с преобразованием задней кромки и не измененный: сплошная линия — абсолютная разница для типа-2; пунктир — абсолютная разница для типа-3; точка — относительная разница для типа-2 (%); штрих-точка — относительная разница для типа-3 (%)

Закругление задней кромки профиля *Clark Y* приводит к уменьшению коэффициента подъемной силы C_Y на 2–4 % при положительных углах атаки и к его увеличению на 2–4 % при отрицательных. При этом C_Q уменьшается на 2–4 % как при положительных, так и при отрицательных углах атаки. Отношение C_Y/C_Q изменяется незначительно.

Выводы. Исследования характеристик трех крыльевых профилей в случае применения геометрических преобразований к их задним кромкам позволяет сделать следующие выводы. При положительных углах атаки утолщение задней кромки приводит к увеличению силы сопротивления (относительно профиля с острой задней кромкой) до достижения некоторого зависящего от профиля числа *Re*, после чего начинает уменьшаться. При этом наблюдается некоторое увеличение подъемной силы (от 2 % до 7 %). С другой стороны, закругление задней кромки приводит к уменьшению как C_Y, так и C_Q.

Библиографический список

1. Минайлос, А. Влияние толщины профиля и задней кромки на поле течения и аэродинамические характеристики треугольного крыла малого удлинения при числе М = 3 / А. Минайлос // Ученые записки ЦАГИ. — 1976. — Т. 7, №. 5. — С. 9–14.
2. Thompson B. E. Flow-around airfoils with blunt, round, and sharp trailing edges / B.-E. Thompson, J.-H. Whitelaw // Journal of aircraft. — 1988. — Vol. 25, iss. 4. — P. 334–342.
3. Van Dam, C.-P. Trailing edge modifications for flatback airfoils / C.-P. Van Dam, D.-L. Kahn, D.-E. Berg ; Sandia National Laboratories. — Albuquerque ; Livermore : Sandia National Laboratories ; Wind Energy Technology, 2008. — 23 p.
4. Murcia, J.-P., Pinilla Á. CFD Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils Obtained with Several Modification Methods / J.-P. Murcia, Á. Pinilla // Revista de Ingeniería. — 2011. — iss. 33. — P. 14–24.
5. Sant, R. Influence of open trailing edge on laminar aerofoils at low Reynolds number / R. Sant, L. Ayuso, J. Meseguer // Journal of Aerospace Engineering. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. — 2012. — Vol. 227, iss. 9. — P. 1456–1467.
6. Selig, M.-S. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines / M.-S. Selig, B.-D. McGranahan // Journal of solar energy engineering. — 2004. — Vol. 126, iss. 4. — P. 986–1001.
7. A review on small scale wind turbines / A. Tummala [et al.] // Renewable and Sustainable Energy Reviews. — 2016. — Vol. 56. — P. 1351–1371.
8. Kong, C. Structural investigation of composite wind turbine blade considering various load cases and fatigue life / C. Kong, J. Bang, Y. Sugiyama // Energy. — 2005. — Vol. 30, iss. 11. — P. 2101–2114.
9. Timmer, W. Thick airfoils for HAWTs / W. Timmer, R. van Rooy // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. — 1992. — Vol. 39, iss. 1. — P. 151–160.
10. Grasso, F. Development of Thick Airfoils for Wind Turbines / F. Grasso // Journal of Aircraft. — 2013. — Vol. 50, iss. 3. — P. 975–981.
11. Piccirillo, A.-C. The Clark Y airfoil: A historical retrospective / A.-C. Piccirillo // SAE transactions. — 2000. — Vol. 109, iss. 1. — P. 1016–1036.
12. Ganis, M. L. CFD Analysis of the Characteristics of a Shrouded Turbine / M.-L. Ganis. — Hamburg : Diplom.de, 2003. — 73 p.
13. Spalart, P.-R. A one equation turbulence model for aerodinamic flows / P.-R. Spalart, S.-R. Allmaras // Recherche Aerospatiale. — 1994. — iss. 1. — P. 5–21.
14. Атмосфера стандартная. Параметры. ГОСТ 4401-81 / Государственный комитет СССР по стандартам. — Москва : Изд-во стандартов, 1981. — 179 с.

References

1. Minaylos, A. Vliyanie tolshchiny profilya i zadney kromki na pole techeniya i aerodinamicheskie kharakteristiki treugol'nogo kryla malogo udlineniya pri chisle M = 3. [Effect of profile thickness and trailing edge on flow field and aerodynamic characteristics of the narrow delta wing at M number = 3.] TsAGI Science Journal, 1976, vol. 7, no. 5, pp. 9–14 (in Russian).
2. Thompson, B.E., Whitelaw, J.-H. Flow-around airfoils with blunt, round, and sharp trailing edges. Journal of aircraft, 1988, vol. 25, iss. 4, pp. 334–342.
3. Van Dam, C.-P., Kahn, D.-L., Berg, D.-E. Trailing edge modifications for flatback airfoils. Albuquerque; Livermore: Sandia National Laboratories; Wind Energy Technology, 2008, 23 p.
4. Murcia, J.-P., Pinilla, Á. CFD Analysis of Blunt Trailing Edge Airfoils Obtained with Several Modification Methods. Revista de Ingeniería, 2011, iss. 33, pp. 14–24.

5. Sant, R., Ayuso, L., Meseguer, J. Influence of open trailing edge on laminar aerofoils at low Reynolds number. Journal of Aerospace Engineering. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part G. 2012, vol. 227, iss. 9, pp. 1456–1467.

6. Selig, M.-S., McGranahan, B.-D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines. Journal of solar energy engineering, 2004, vol. 126, iss. 4, pp. 986–1001.

7. Tummala, A., et al. A review on small scale wind turbines. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2016, vol. 56, pp. 1351–1371.

8. Kong, C., Bang, J., Sugiyama, Y. Structural investigation of composite wind turbine blade considering various load cases and fatigue life. Energy, 2005, vol. 30, iss. 11, pp. 2101–2114.

9. Timmer, W., van Rooy, R. Thick airfoils for HAWTs. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1992, vol. 39, iss. 1, pp. 151–160.

10. Grasso, F. Development of Thick Airfoils for Wind Turbines. Journal of Aircraft, 2013, vol. 50, iss. 3, pp. 975–981.

11. Piccirillo, A.-C. The Clark Y airfoil: A historical retrospective. SAE transactions, 2000, vol. 109, iss. 1, pp. 1016–1036.

12. Ganis, M.-L. CFD Analysis of the Characteristics of a Shrouded Turbine. Hamburg: Diplom.de, 2003, 73 p.

13. Spalart, P.-R., Allmaras, S.-R. A one equation turbulence model for aerodinamic flows. Recherche Aerospatiale, 1994, iss. 1, pp. 5–21.

14. Atmosfera standartnaya. Parametry. GOST 4401-81. [GOST 4401-81. Standard atmosphere. Parameters.] Gosudarstvennyy komitet SSSR po standartam. [USSR State Standards Committee.] Moscow: Standartinform, 1981, 179 p. (in Russian).

Поступила в редакцию 14.06.2016
Сдана в редакцию 15.06.2016
Запланирована в номер 07.07.2016